

大型民用飞机电传飞控系统 验证技术研究

The Study of Larger Civil Aircraft Fly-by-Wire Flight Control System's Validation and Verification Technology

孙运强 / Sun Yunqiang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

随着国内民用飞机项目研制和型号不断发展,飞控系统采用了先进的高安全、高可靠的全时全权限电传技术,以提高系统综合性能,但同时也增加了电传飞控系统研发与验证的复杂度和风险。以世界上最成功的商业飞机之一——波音 777 飞机的飞控系统为研究对象,结合国内民机发展情况,进行深入分析和总结,提出了民用飞机飞控系统研发和验证过程模型,为国内民用飞机电传飞控系统的研发和验证提供有益的经验参考。

关键词:电传飞控;设计需求;系统验证;验证过程;铁鸟

[Abstract] With the progressively development of Larger Civil Aircraft and Program, a lot of advanced high-safety and reliability, full time and full authority Fly-By-Wire technologies are used to design Flight Control System in order to improve the comprehensive performance. The application of advanced technology also increases the complexity and risk for the development and verification of Fly-By-Wire flight control system. This paper researches on flight control system of Boeing 777 aircraft which is one of the most successful commercial aircraft. Based on this research and combined with civil aircrafts actual development, the Development and Verification process mode of civil aircraft flight control system is presented by analysis and summary. Some advantage will be beneficial to develop larger civil aircraft.

[Key words] Fly-By-Wire Flight Control System; Design Requirement; System Verification; Verification Process; Iron Bird

0 引言

全时全权限电传飞控系统是高复杂机载系统,也是民用飞机最重要的系统之一。为了实现飞机设计要求和目标,满足适航、安全性、可靠性、维修性、客户等要求,需要对系统架构、系统功能、性能、电接口、重量、重要设备组件选型和环境要求等内容进行研发设计,从而形成飞机级、系统级、子系统级、设备和部件级等不同层级的需求文件。在研发过程中,需要对这些需求文件的完整性和正确性进行确认,同时对根据设计需求研制出的部件、设备、

子系统、系统和飞机进行验证,最终证明能满足相应的需求定义。但是其确认和验证过程极其复杂,因此需要有一套行之有效的方法,保证研发进度,降低技术风险。

波音 777 飞机是波音系列飞机中第一个采用先进电传飞控系统的飞机,于 1990 年开始研制,至 1995 年成功交付客户^[1]。波音 777 飞机飞控系统研发和验证过程的经验和教训可以为我国民用飞机飞控系统的研制提供有益方法和指导,值得我们借鉴和深入研究。

根据对 ARP4754A 民用飞机和系统研发指南的

委任工程代表(DER)将会参加所有阶段的评审。评审工作主要从工程、操作、项目及客户等方面,进一步评估已定义需求正确性和完整性,并提供问题反馈。并且任何后期更改也必须进行评审。

最初的系统设计评审(SDR)主要集中在系统总要求、系统架构、基本设计及项目研制计划。初步设计评审(PDR)主要提出详细系统需求和设计,并表明在系统验证初始阶段如何证明设计满足需求。关键设计评审(CDR)覆盖了从PDR到最终系统评审所有的更改,包括组件的维修性和易达性。在每个阶段的评审中,都应该包括对各个系统性能和安全性分析状态的评审。

2.2.2 分析

分析主要通过性能分析、容差分析、安全性分析、功能危险评估和接口分析等手段来保证需求的正确性。

通过飞控系统性能分析确认在正常和失效条件下伺服回路和整个系统的稳定性相关的需求,包括容差对系统的影响。通过对系统级总容差分析,确认组件级容差的影响。在项目早期通过失效及安全性分析,确认与系统安全性相关的需求。这分析方式将有益于避免项目后期的更改产生昂贵费用。功能危险性评估分析潜在的可能导致系统失效的危险事件。系统电气接口分析评估系统电气接口相关软硬件对闪电和高能磁场的兼容性,以确保PFCS和AFDS内的信号与LRU危险等级相一致。

2.2.3 仿真

桌面仿真用于确认与控制律相关的需求,用于确认在正常和降级的操作条件下从驾驶舱输入到舵面响应整个系统的性能。专门的冗余管理仿真确认系统异步和多余度操作,包括故障探测、隔离和瞬态预防等相关的需求。通过专门的电接口分析软件进行仿真,确认系统电接口和流量是否合适。通过飞行模拟器评估确认在正常和失效条件下操纵品质、人机接口及系统操纵相关的需求。

2.2.4 试验

在项目早期,针对新研发的产品采用各种已有的试验台和试验手段,确认与其相关的需求。比如波音777的主飞控计算机和作动器控制电子航线可替换单元均是新研发的,在项目开始阶段在试验台上进行了测试;用于波音777上的新作动器已在波音757铁鸟上进行了试验,对需求进行验证;对波音

757做了专门的适应性更改以实现波音777控制律和单侧飞控驾驶舱接口;采用电传飞控飞行试验证明确认系统性能和操纵品质相关的需求,包括阵风抑制和推力非对称补偿等特征。

2.3 需求批准

飞控组和相关的气动、液压、电源等外部相关的部门批准初步设计的需求和目标。设计要求和目标的后期更改也必须通过需求评审控制。

3 系统验证

飞控系统验证主要确保按需求设计的系统满足设计要求和目标定义的功能、性能和安全性要求,如图4所示。

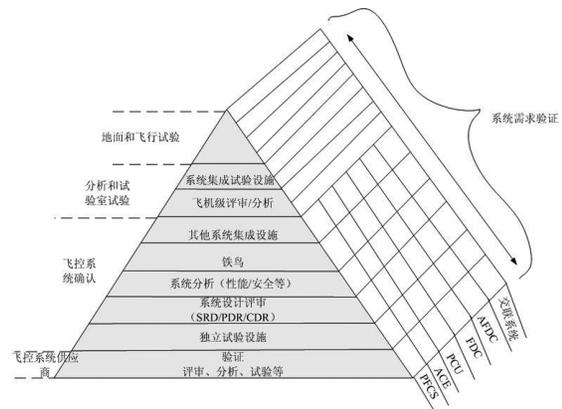


图4 飞控系统验证过程

3.1 系统需求验证手段

验证过程主要是采用正式设计评审、专门评审和分析、供应商验证管理、各阶段验证方法和试验等手段,验证按照需求设计的系统是否满足设计要求和目标,是否满足顶层安全性要求。

3.1.1 正式设计评审

正式评审是需求确认过程和系统验证过程的一部分。在PFCS、AFDS系统和组件中,设计均需要完成系统设计评审、初步设计评审和关键设计评审,并证明系统如何满足相应需求。类似的设计评审还有LRU级评审作为供应商验证程序的一部分。

3.1.2 专门评审和分析

对系统功能性能进行验证,分析系统内接口定义和系统间接口定义,包括信号定义、信号内容、性能特征、传输频率、延迟和故障模式。

飞机级系统接口分析验证飞机内部系统信号的兼容性,包括接口控制文件定义的信号名称、刷新率、范围和分辨率等。

3.1.3 供应商验证管理

设备供应商完成组件设计评审、分析和试验,为飞控系统验证提供支持。

3.1.4 各阶段验证方法

通过验证方法确保对需求的符合性,这些方法主要由初步试验(铁鸟试验、机上地面试验和飞行试验等)和分析(静态分析、安全性分析、误差分析和稳定性分析等)两部分组成。根据研发阶段,可以分为飞机级、系统级、子系统级、设备和部件级。对于每项详细要求,需根据效费和难易度选择最适合的方法证明系统的符合性。

3.1.5 试验

为了提供必需的验证试验手段,必须采用大量试验设施。在飞机系统集成试验室配置这些试验设施,且临近飞行试验设施。主飞控系统试验过程如图5所示,当每个飞控LRU到达后,首先在独立的试验台上进行适当的操作并验证LRU需求;系统集成试验在波音777飞控试验台(铁鸟)、系统集成试验室和工程模拟器上分别进行。

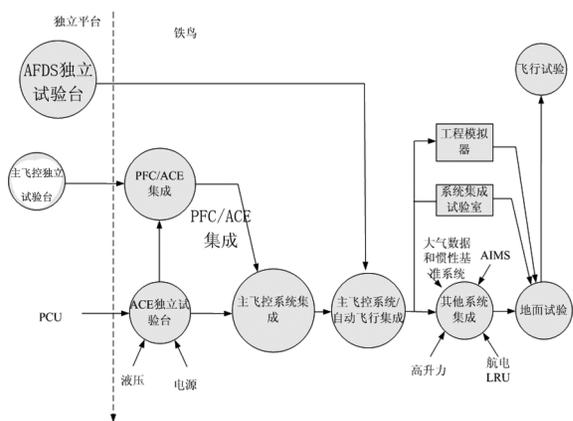


图5 飞控系统集成试验方法

飞控系统试验台用于飞控和液压系统级验证试验,以及有限的飞机级验证活动。该试验台由飞控组件LRU、作动器、舵面、液压系统、飞控直流电源及其它对飞控系统比较重要的飞机系统LRU组成。

系统集成试验室和工程模拟器主要用于飞机级飞控系统评估。系统集成试验室由所有与飞控有关的航电LRU、完整的电源系统和完整的驾驶舱组成;工程模拟器用于飞行员评估飞机操纵品质和系统操纵性,由所有的视觉系统和对飞行员操作比较关键的所有LRU组成。系统最顶层的集成在试飞机地面试验和飞行试验中完成。

当某组件更换后,需要在独立的试验台上完成同样的测试程序,然后在下一个集成级试验室完成

测试,最终在飞机上完成试验,形成试验分析报告、试验总结和正式文件。

3.1.6 分析

验证分析分为三类:性能分析、可用性分析和安全性分析。性能分析用于评估在典型环境容限和失效条件下系统的性能和操作,主要采用线性和非线性时域及频域分析方法。对于自动飞行系统的自动着陆功能,采用蒙特卡洛方法用于预估自动着陆系统接地性能。可用性分析主要是静态分析,用于评估系统能否满足非安全性的需求能力(即对签派和维修的承诺)。安全性分析主要用于证明在正常和非正常操作故障条件下系统能提供必需的安全等级。

3.1.7 系统试验和分析支持

有些分析和试验分配到飞控以外的部门进行验证,但这些已验证的设计需求也必须支持整个飞控系统满足其需求验证。

3.2 需求验证分配

在验证过程中的第一步是将每项需求分配到一个或多个验证方法和阶段中,如图6所示。所有的需求验证方法和阶段应分配到不同专业进行验证,这些专业部门负责将需求分组,并分配到相应的文件中。

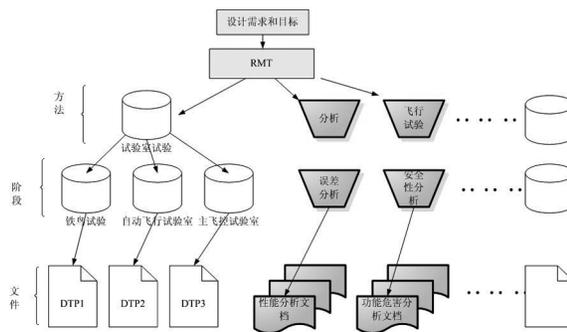


图6 设计要求和目标到验证方法分配流程图

基本的需求验证分配方法主要分为试验、分析及供应商试验和分析三类。

3.2.1 试验

试验是表明需求符合性最理想的方法。试验方法需根据其它系统或飞机环境对试验结果的影响评估进行分配。例如系统内冗余管理最好在独立的试验室进行评估,而在丧失单发状态下评估系统降级操作(包括飞行员的反应)对飞机飞行要求的评估最好在飞行模拟器或试飞试验中进行。

3.2.2 分析

由于受项目经济性和时间的限制,有些需求不

能通过试验证明,主要采用分析方法。例如根据系统余度等级和预估的组件故障率,分析系统性能、可靠性和安全性预估。分析方法常用于减少需要通过试验条件验证需求的试验范围。分析也用于一些太危险而不能进行飞行试验的需求验证。

3.2.3 供应商试验和分析

供应商进行大范围的试验和分析以验证供应商设计满足规范和图纸要求。

3.3 覆盖和追溯

完整的验证覆盖应保证每条设计要求和目标分配到一项或多项验证活动中。通过委任工程代表批准验证文件,确保相应需求的验证活动是可接受的和完整的,完成的验证文件需要归档。不符合的需求将通过严格的反馈程序进行管理,决定是否更改系统。

3.4 需求管理工具

PFCS 和 AFDS 系统验证符合性矩阵可追溯系统需求对应分配的验证方法、阶段和文件。通过需求管理工具保存这些符合性矩阵数据库,可获取所有设计需求、顶层安全性事件、适航计划和相关的验证数据。

3.5 系统验证支持飞机验证

飞机系统验证活动的目的是确认系统在不同飞行构型中支持其它系统的要求,满足操纵、性能和安全性方面的飞机级需求。

飞机级验证包括各种飞机级评审和分析、飞机级集成试验室试验和飞行试验。飞控系统直接参与飞机级验证,为系统验证过程提供准确和及时的反馈。

3.5.1 设计评审

对共因故障进行飞机级评审,包括转子爆破、轮胎爆破、鸟撞和坠撞。这些评审主要考虑组件、导线、液压隔离;通过 CATIA 模型检查飞控系统详细安装。由可靠性、驾驶舱、试飞员、客户服务和维修培训代表组成的评审组对各种机组告警信息和组件维修信息进行评审。

3.5.2 分析

完成电源中断和上电分析以确保飞机对电源变化的反应是已预知和可接受的,包括地面热启动、冷启动、机内自检测、飞行中电压降低及电源转换。

根据最终系统验证,更新各种安全性分析,包括功能危险性评估、接口分析、故障模式影响分析

及概率分析。

3.5.3 飞机级试验

试验平台验证用于飞控系统最终的飞行硬件和软件验证,包括铁鸟、系统集成试验室、工程模拟器和飞行试验飞机。

系统集成试验室主要用于集成和验证整个飞机内部系统间的操作。由于系统集成试验室使用的电源系统和许多 LRU 不能代表真实的飞机,只能评估这些 LRU 对飞控系统操作的影响。

工程模拟器使用了与飞行员界面相关的硬件,可以进行相关操纵品质、机组程序、系统响应及通告评估,包括风切变条件下系统的性能或者飞行中无法实现的或者太危险而不能在飞机上完成的试验,例如驾驶舱飞控组件卡阻和脱开。

飞机地面和飞行试验为最终飞机系统集成、飞行员操纵品质评估、操纵影响和故障影响验证。比如,在各种影响飞行员操纵品质的故障条件下进行试飞,包括单发和双发停车、单套和两套液压系统丧失、发电机故障及各种备份模式。

4 问题追踪和系统符合性

问题追踪主要是通过飞控中央数据库完成项目追踪和系统符合性,提供飞机级、系统级、设备和部件级等所有层级的问题追踪。工程人员提出的各层级问题,包括试验中发现的文件问题,分为争议问题、试验问题报告和飞行试验行动项目。

5 经验分析和小结

5.1 经验分析

最重要的经验教训是从项目开始就必须对系统验证制定计划和管理。在项目早期做好充分验证计划,对验证程序、选用工具以及建造充分的试验验证设施是至关重要的。试验验证设施主要包括独立试验室、集成试验室、可用于试飞的飞机以及用于机上地面试验和飞行试验用的设备。

当需求批准后,需求验证方法和评判标准应该确定,并形成文件。委任工程代表也要保证验证是完全覆盖的。在该阶段应指派一位高级工程师作为每项需求的责任人,责任工程师应具有充分的经验参与验证计划和权力部门以确保需求验证的严格和全面性。

对于遇到判断需求验证方法问题还是评判标准的问题时,将意味着需求本身就有问题,应迅速

做出说明。如果该问题不解决,设计人员可能不明确所期望的要求,无法确定需求符合性。

如果一条需求在项目早期没有确定责任人,或是发生类似的问题时,在设计阶段设计需求可能被忽视,进而导致系统不能满足设计需求。在项目后期缺少明确的需求责任关系,可能因为没有人负责,导致该需求没有进行充分验证。

另一个重要教训是所有参与飞控系统的部门应使用验证过程和追溯的工具。缺少该工具会导致无法接到需求或及时得到通知。如果使用不同

的数据库或平台追踪管理验证活动会导致整个工程和状态管理非常麻烦。

5.2 小结

结合国内外民机研制经验和设计理念,对飞控系统设计和验证过程进行了总结分析,整个双V过程分为两部分:需求定义及确认和系统集成及验证。飞控系统设计和验证过程模型如图7所示。为了逐步达到设计目标,并清楚地定义易于管理的研制里程碑及责任,按照追溯分解关系,飞控系统集成分成五个等级。

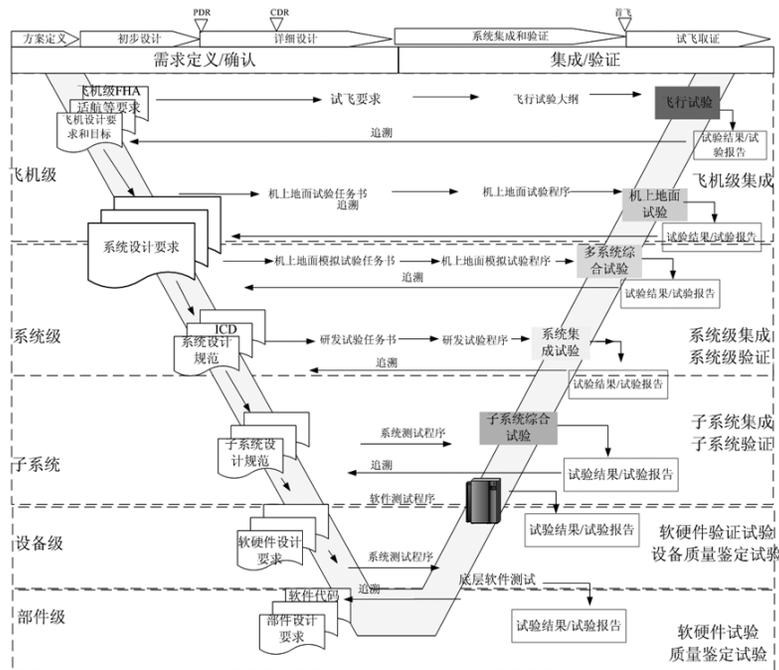


图7 飞控系统设计和验证过程模型

主要层次等级如下:

(1) 部件级

在详细设计阶段,根据上一层设计要求,完成部件详细设计要求和软件设计要求文件。通过评审、分析或试验对设计要求进行确认,并制定试验计划和试验程序。

在系统集成和验证阶段,通过仿真和独立试验台完成软件测试,以及部件功能性能试验,从而验证部件满足部件级要求,包括质量合格鉴定试验和接收试验。

(2) 设备级

在详细设计阶段,根据上一层设计要求,完成硬件和软件设计要求文件。通过评审、分析、检查或试验对设计要求进行确认,并制定试验计划和试验程序。

在系统集成和验证阶段,通过仿真和独立试验

平台完成软件代码测试,以及设备功能性能试验,验证软硬件满足设计要求。这里包括质量合格鉴定试验、接收试验和软件试验。

(3) 子系统

在详细设计阶段,根据系统级设计要求,完成子系统设计规范文件。通过评审、分析、检查或试验对设计要求进行确认,并制定试验计划和试验程序。

系统集成和验证阶段,通过仿真和子系统试验平台完成子系统集成,验证子系统满足子系统规范,包括质量合格鉴定试验和软硬件综合试验。

(4) 系统级

在初步设计阶段,根据飞机级需求定义系统架构和功能,形成飞控系统规范文件,主要通过评审、仿真和分析方法,对飞控系统级设计进行确认,保证系统级要求的正确性和完整性。(下转第21页)

导引计算机(Gudance Calculator)预测下一时刻飞机的状态信息,并与传感器测量得到的实际信息对比,可以得到驱动飞机自动油门杆与自动飞行的控制量。

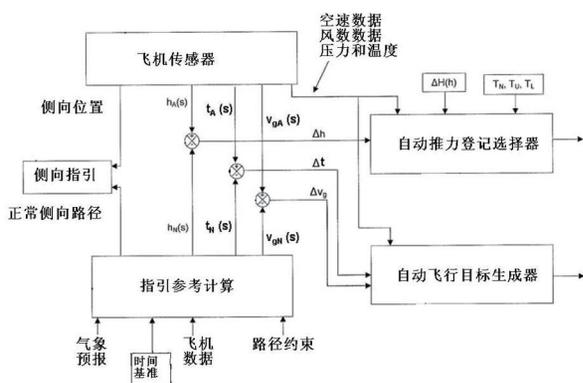


图7 4D 导航实现示意图

4 结论

作为现代飞机的一项重要功能,推力管理功能

得到了越来越广泛的应用,该功能可改善飞机的经济性,提高飞行安全,减轻飞行员的操作负担。

推力管理功能的实现需要多个系统综合完成,其中系统的关联与综合最为复杂。可以在考虑推力管理功能架构时,从系统安全性与可靠性的角度出发,以减小系统交联的复杂性。

参考文献:

- [1] 张 成. 从一起推力不一致故障看 CFM56-5B 发动机的推力管理[D]. 江苏航空, 2000.
- [2] FAA Advisory Circular, AC 20-145, Guidance for Integrated Modular Avionics that Implement TSO - C153 Authorized Hardware Elements, 2003.
- [3] 陈蒿禄. 飞机设计手册第 13 册[M]. 北京:航空工业出版社, 2006.

(上接第 13 页)

在系统集成和验证阶段,结合分析、评审、检查等方法,通过研发试验、系统集成试验对飞控系统级设计规范进行验证,验证系统功能、性能及软硬件接口满足系统设计规范,包括系统集成试验、软硬件验证试验、铁鸟综合试验、工程模拟器及正式适航验证试验。

(5) 飞机级

在初步设计阶段,根据飞机设计要求与目标,定义飞控系统设计目标,通过仿真和分析对飞控系统设计目标进行确认,保证目标的正确性和完整性。

在系统集成和验证阶段,结合分析、评审和检查,通过研发试验、全机地面模拟试验(铁鸟综合试验、交联试验)、机上地面模拟试验对飞控系统设计目标进行验证,表明系统的设计满足系统要求。

在试飞取证阶段,结合分析、评审,通过机上地面模拟试验和飞行试验对飞控系统设计目标和飞机级要求进行验证,表明系统的设计满足系统要求和飞机级要求,包括飞机接口的验证、机上集成和正式的适航验证试验,向适航当局证明系统对适航的符合性。

(上接第 59 页)

4 结论

客舱舷窗组件设计在满足气密性要求的前提下,还应满足其他设计要求,如客舱释压要求,外密封件寿命要求,内、外层玻璃温度和发烟试验要求等等。

此外,由于 OEM 理念不同,对于研制过程中的责任分工有所区别,需要进一步研究。

6 结论

民用飞机电传飞控系统设计和验证是一个比较复杂的系统工程,国内积累的经验相对较少,本文吸收借鉴国外民航机研制中的宝贵经验,结合国内民用飞机研制经验和实际情况,提出民用飞机电传飞控系统研发和验证过程模型,希望为我国民用飞机电传飞控系统设计和研制提供借鉴。

参考文献:

- [1] James McWha. Development of the 777 Flight Control System, AIAA 2003-5767.
- [2] ARP4754A, Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems, SAE Aerospace, 2010, 12.
- [3] HningBuus, Robert Mclees, Munir Orgun, Elizabeth Pasztor, Larry Schultz. 777 Flight Control Validation Process, IEEE 1995-394.

参考文献:

- [1] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册:第 10 册 结构设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.
- [2] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构与制造[M]. 北京:航空工业出版社, 2010.
- [3] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2011.